

## CARGAS AERODINÁMICAS DE PLACA PLANA BAJO MOVIMIENTO DE CABECEO PURO ANTE FLUJO TURBULENTO

Santiago Algozino<sup>a,b</sup>, Julio Marañón Di Leo<sup>a,b</sup>, Juan S. Delnero<sup>a,b</sup>

<sup>a</sup>UIDET-LaCLyFA, Dpto. Aeronáutica, Fac. Ing., U.N.L.P – Calle 116 e/ 47 y 48 – CP: 1900 – La Plata, Buenos Aires, Argentina.

<sup>b</sup>CONICET, Avda. Rivadavia 1917, C1033AAJ, Ciudad. de Buenos Aires, Argentina.  
[santiago.algozino@ing.unlp.edu.ar](mailto:santiago.algozino@ing.unlp.edu.ar)

### INTRODUCCIÓN

Debido a la implementación de micro-vehículos aéreos comandados a distancia o autónomos, el estudio del fenómeno de aleteo tomó mayor relevancia debido a la posibilidad de generar grandes fuerzas aerodinámicas con pequeñas superficies [1]. Dados los pequeños tamaños de las alas y bajas velocidades de vuelo, los números de Reynolds son muy bajos por lo que el flujo presenta condiciones inestables y de gran complejidad.

Con el aumento de la capacidad de cómputo, han sido realizadas mediante simulaciones numéricas importantes avances para poder comprender el desarrollo del campo fluidodinámico en situaciones donde un ala se mueve a distintas frecuencias y siguiendo distintos patrones de movimiento. Mediante técnicas de PIV (particle image velocimetry), los ensayos experimentales han podido brindar mucha información sobre el campo fluidodinámico, y a su vez, como método de validación de las diferentes simulaciones numéricas. Últimamente se ha intentado normalizar los movimientos impuestos en las alas durante los distintos ensayos [2,3]. De esta forma, se logró llegar a un acuerdo de los movimientos patrones (rampa transitoria, movimiento continuo sinusoidal modificado) para la comparación de resultados en marco de movimientos de cabeceo de perfiles aerodinámicos. En dichos trabajos, primero se establecieron movimientos canónicos (o tipos) en los cuales se iban a analizar los efectos de cabeceo de un perfil (cambio brusco en el ángulo de ataque). En dicho caso se definió una función rampa transitoria y una función de rampa ida, pausa y rampa vuelta, ambas suavizadas por una función  $C^\infty$  desarrollada por Eldredge [4], con el fin de minimizar los picos en la aceleración angular y de esa forma minimizar los valores de fuerzas inerciales. Además con dicha función se minimizan las vibraciones en los modelos experimentales y las inestabilidades matemáticas en las simulaciones numéricas. En los resultados presentados en [2] y [3], que resulta de la comparación entre múltiples ensayos realizados en distintos institutos de todo el mundo, se encontró que el número de Reynolds no tiene gran efecto dentro del rango de  $O(3)$  y  $O(4)$ . Otro punto importante a destacar es que la posición del punto de pivot y la velocidad de rotación se pueden sumar linealmente en el problema global, lo cual condice con la teoría clásica de perfiles no estacionarios. Si bien se avanzó mucho en estos últimos años en la temática, en todos los ensayos realizados la intensidad de turbulencia de los túneles de viento eran de una magnitud menor a 0,3 o 0,4 %, lo cual se contradice con la zona de operación de este tipo de aeronaves, ya que las mismas están pensadas para operar en zonas de baja altitud donde la baja capa límite atmosférica tiene gran influencia (altos valores de intensidad de turbulencia). Al volar en estas condiciones, estos vehículos están propensos a vientos rachados (ráfagas) así como altos niveles de turbulencia. Watkins et al. [5] y Mohamed et al. [6] realizaron una investigación intensiva sobre el estado del arte que involucra la capa límite turbulenta y la posible influencia sobre los pequeños vehículos aéreos no tripulados. Otras investigaciones realizadas, analizan la influencia de la turbulencia en la pérdida dinámica donde se ha encontrado una gran influencia de la turbulencia en la zona de transición laminar-turbulenta, que produce diferentes vórtices de borde de ataque y de borde de fuga.

Siguiendo esta línea, se están realizando ensayos en túnel de viento de la UIDET-LaCLyFA de una placa plana con capacidades de realizar movimiento de cabeceo puro para

generar los movimientos canónicos descritos anteriormente. El objetivo final radica en comparar los resultados obtenidos con otros autores para tener una base de resultados confiables, para luego realizar modificaciones en la turbulencia de la corriente libre incidente así poder analizar los efectos de la misma en la aerodinámica no estacionaria.

## METODOLOGÍA

Utilizando el túnel de viento de circuito abierto del UIDET-LaCLyFA que cuenta con una sección de prueba de 0,4 x 0,4 metros y una velocidad máxima de 45 m/s, se implementó un sistema de movimiento de una placa plana de 0,1 m de cuerda por 0,4 m de envergadura para poder obtener un ala con extensión de pared a pared y así simular un perfil bidimensional, el cual está equipado con un sistema de polea multiplicadora (4 a 1 aproximadamente) que incrementa la precisión del motor paso a paso que mueve el sistema. Ver Figura 2. Entre la polea multiplicadora y el ala a ensayar se insertó mediante 2 acoples una balanza aerodinámica de dos componentes para poder medir los esfuerzos generados por el ala.

Como la balanza aerodinámica está preparada para medir los esfuerzos en dos sentidos, se la colocó de forma tal que siempre las fuerzas medidas sean normales a la placa plana y paralelas a lo largo de la cuerda, es decir, las fuerzas medidas no serán las de sustentación y resistencia, sino las mismas en una terna solidaria al cuerpo. Además, como el ala está rotando, cambia la componente del peso en el ala constantemente, lo que trae aparejado ciertos problemas que serán detallados en la sección de resultados.

Como primer ensayo, se realizaron mediciones del perfil de velocidades incidente para poder determinar los niveles mínimos de turbulencia con los cuales se podía ensayar y así determinar si son comparables con los de otros autores. Para ello se utilizó un anemómetro de temperatura constante (CTA DantecStreamline), con un sensor de dos canales (fiber film probes 55R51). La adquisición fue realizada a una frecuencia de muestreo de 2 kHz, usando un filtro pasa bajo a 1 kHz. Se adquirieron 16384 muestras en cada test y a las mediciones se realizaron los estudios estadísticos clásicos para poder determinar el perfil de velocidades y los niveles de turbulencia. En la Figura 1 se pueden observar las condiciones más relevantes para este trabajo. En la condición de velocidad incidente de 2 m/s, se puede observar cómo se obtiene un perfil de velocidades plano una vez despejado los primeros 5 cm de distancia respecto a la pared característico de los perfiles de velocidades turbulentos desarrollados. Además se observa la intensidad de turbulencia longitudinal, la cual es aproximadamente constante en un valor de 0,4%.

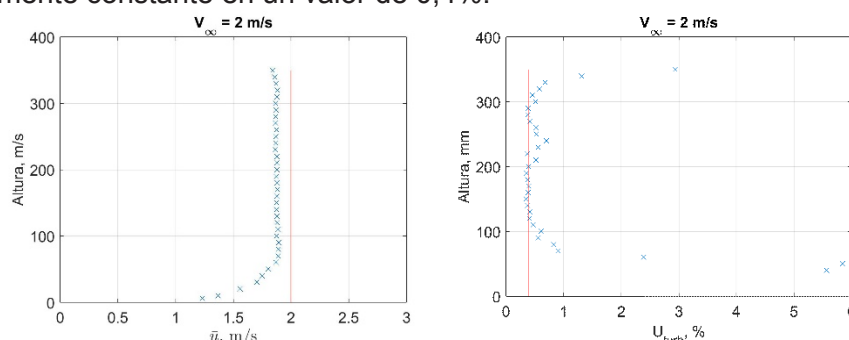


Figura 1. Perfil de velocidades incidente. A) Velocidades longitudinales ( $u$ ) media. B) Intensidad de turbulencia longitudinal

Luego de caracterizar el perfil de velocidades incidente, para las distintas velocidades de ensayo, se realizaron mediciones de las aceleraciones generadas en el movimiento del mecanismo y las vibraciones mecánicas que pueden estar presentes, para luego desestimar las mismas en las mediciones de fuerzas realizadas con balanza. Además, dependiendo de la frecuencia natural del sistema, y de la velocidad de viento incidente, se puede generar un efecto llamado “flutter” el cual consiste en una inestabilidad producida por el aire en el ala que se quiere evitar para que las mediciones puedan llevarse a cabo. Para ello se utilizaron dos acelerómetros tipo IEPE Isotron fijos en el borde de ataque y borde de fuga del extremo

más alejado al punto de montaje del ala. Se realizaron mediciones de dichas aceleraciones mediante un módulo de acelerómetros NI SCXI-1530 en un chasis NI SCXI-1000 con un conversor analógico digital de 16 bits NI SCXI-1520.

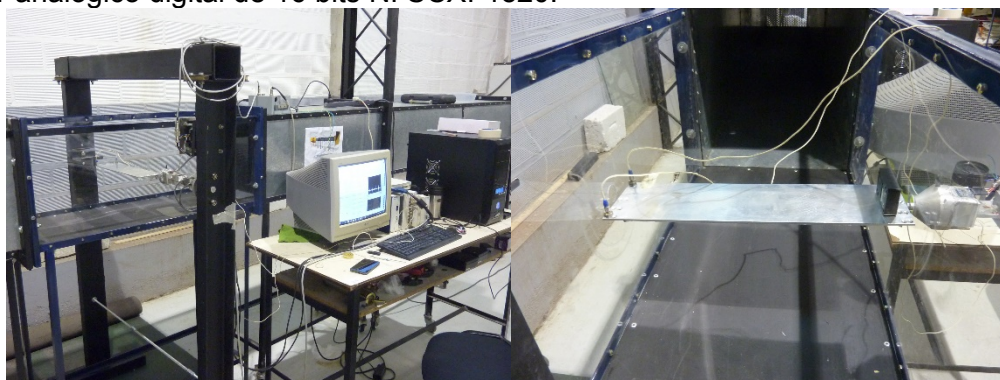


Figura 2. Montaje de ensayo en túnel de viento

## RESULTADOS

Las mediciones de aceleración se hicieron en primera medida para determinar las frecuencias naturales y luego se realizaron los mismos movimientos que se van a realizar para la medición de fuerzas con la balanza aerodinámica. En la Tabla 1 se puede observar el resumen de resultados obtenidos para las frecuencias naturales según los distintos puntos de pivót seleccionados (borde de ataque, cuarto de cuerda, y mitad de la cuerda). Además, se realizaron simulaciones numéricas mediante análisis de elementos finitos (FEM) utilizando el software SimuliaAbaqus, y en la misma tabla se pueden ver las comparaciones con las mediciones experimentales. Como se puede observar en dichos resultados, el error respecto a las simulaciones numéricas es bastante elevado (mayor al 10%) con lo cual se deberían corregir las restricciones de unión que se utilizaron en el software de elementos finitos para poder mejorar los resultados de dicha simulación. El objetivo de la simulación es el de poder obtener valores correctos de la frecuencia natural para poder estimar la frecuencia dominante del modo de rotación ya que de forma experimental es difícil medirlo, con lo cual si se tiene validado el primer modo de vibración, se puede considerar válido el de rotación obtenido por elementos finitos.

Con los resultados obtenidos en la simulación numérica, conociendo que se tiene un desvío importante, se obtuvieron las frecuencias característica de flutter así como la velocidad de viento a la cual ocurre dicho fenómeno, obteniendo que dichos valores son dos órdenes de magnitud mayor respecto a las condiciones del ensayo, con lo cual se puede asegurar que no se va a generar dicho efecto sin necesidad de mejorar los resultados de la simulación por elementos finitos. Otro punto a destacar es que la respuesta de los dos acelerómetros está superpuesta en bajas frecuencias, es decir, no se observa una rotación del ala en torno al eje de pivót, lo cual era una condición necesaria para poder asegurar el ala como un elemento infinitamente rígido. Dichos resultados se pueden observar en la Figura 3 y Figura 4 donde se grafica las respuestas de los acelerómetros ante perturbaciones iniciales y la respuesta en frecuencia de dichas mediciones.

Tabla 1. Comparación entre elementos finitos y mediciones experimentales de la frecuencia natural.

<i>Punto de pivót en fracciones de cuerda</i>	<i>FEM</i>	<i>Experimental</i>	<i>Error</i>
	<i>[Hz]</i>	<i>[Hz]</i>	<i>%</i>
<i>0</i>	9.68	8.606	12
<i>0,25</i>	10.20	8.316	23
<i>0,5</i>	9.70	8.301	17

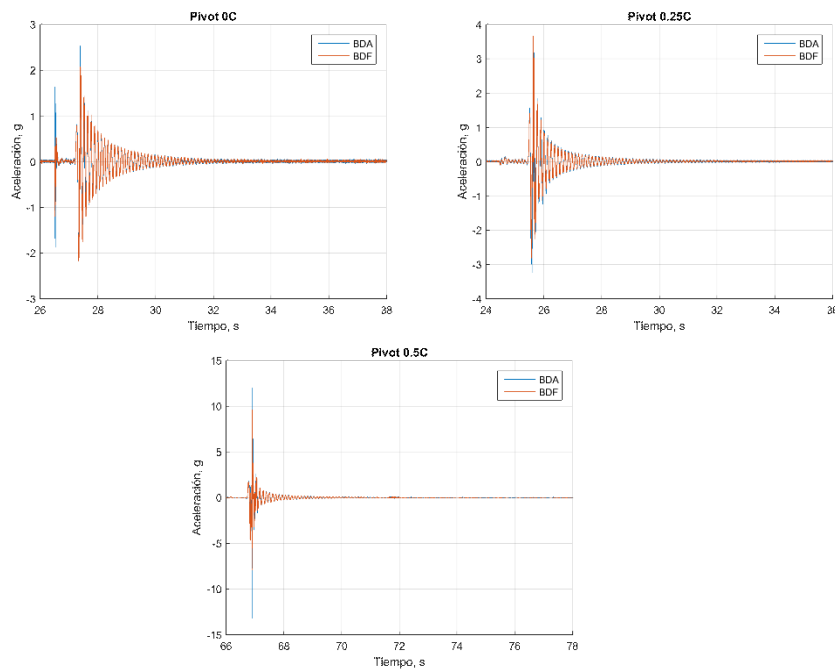


Figura 3. Respuesta de aceleración ante una perturbación inicial para los tres puntos de pivot.

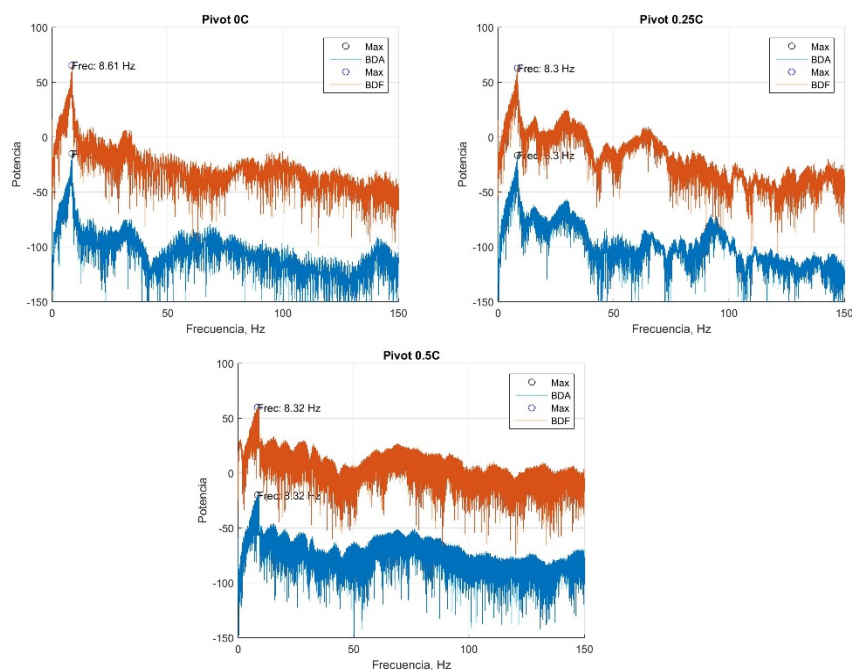


Figura 4. Espectros de densidad de potencia para los dos acelerómetros en los tres puntos de pivot

Luego de conocer estos resultados se procedió a realizar las mediciones con balanza aerodinámica para poder conocer los esfuerzos aerodinámicos. En primera medida, se realizó un “tarado estático” de la balanza, debido a que el ala, por su propio peso, genera deformaciones en la balanza que son medidas por las galgas extensiométricas, es por eso que primero se analizó cuanto mide la balanza para cada ángulo de rotación sin velocidad de corriente libre. Cabe destacar que al ser un ala en movimiento, la masa de la misma por la aceleración de rotación también genera un esfuerzo en la balanza, el cual no se está teniendo en cuenta por ahora, debido a que se debe generar un elemento de iguales propiedades másicas e inerciales que el ala pero que genere la menor cantidad de fuerza aerodinámica. De esta forma se puede separar los esfuerzos aerodinámicos de los

inerciales y así solo observar la historia de las fuerzas aerodinámicas durante el ensayo. Dichos ensayos se están realizando en este momento, por eso no se presentan esos resultados.

Se realizaron las mediciones con balanza para diferentes movimientos impuestos en el ala mediante el motor paso a paso. Los mismos representan los movimientos canónicos estipulados por otros autores referentes en el tema como fue comentado en la introducción de este trabajo. Debido a las capacidades del mecanismo, no se logró realizar mediciones para “altas” frecuencias, pero si se pueden determinar resultados para las denominadas “bajas” frecuencias. Los movimientos realizados para este trabajo se pueden observar en la Figura 5.

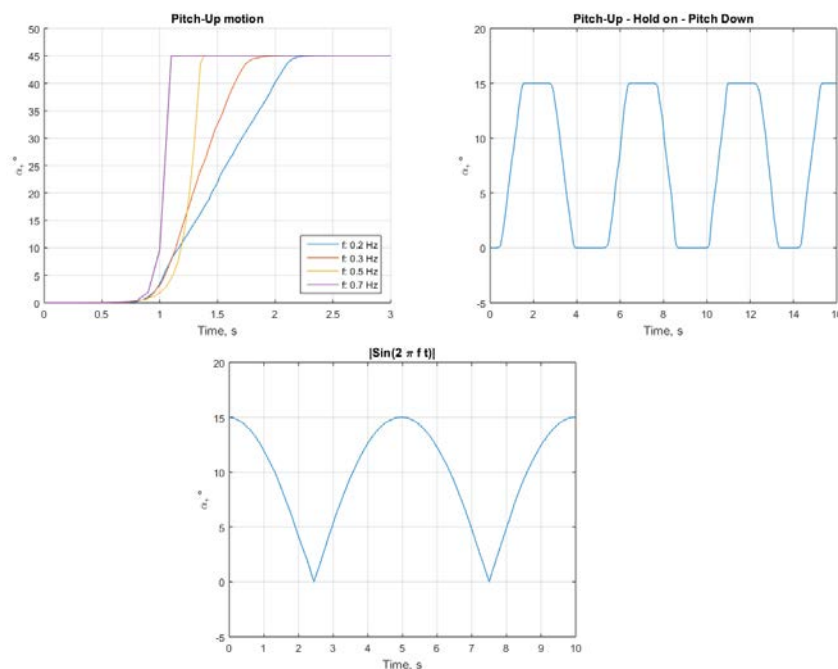
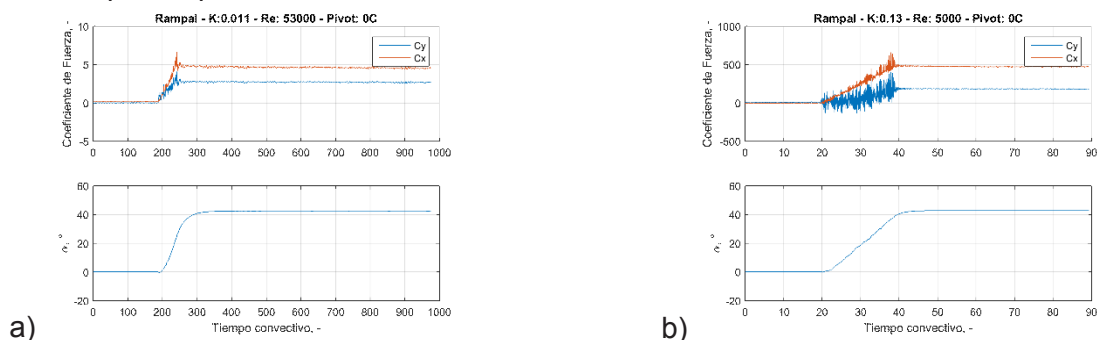


Figura 5. Movimientos realizados por el ala. A) Rampa ascendente. B) Movimiento rampa-espera-rampa. C) Valor absoluto del seno.

Con dichos movimientos se realizaron las diferentes mediciones con balanza aerodinámica, y en un pos-procesado, se restaron los valores obtenidos en el tarado para cada ángulo de cabeceo. Además, se realizó la transformación de ejes coordenados para poder obtener los coeficientes adimensionales de sustentación ( $C_l$ ) y resistencia ( $C_d$ ), (adimensionalizando con la cuerda como longitud característica y la presión dinámica para cada velocidad). A continuación se muestran los resultados obtenidos para los casos de movimiento tipo rampa únicamente.





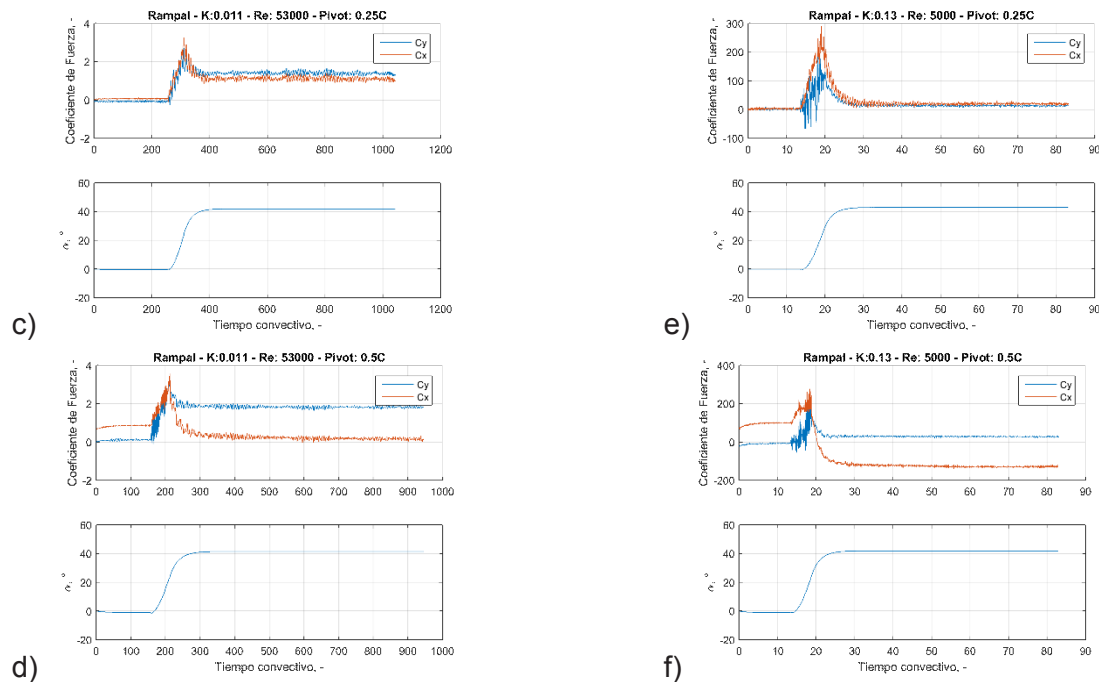


Figura 6. Coeficiente de fuerza para distintos Reynolds y frecuencias reducidas, en función del tiempo convectivo ( $t^*c/V$ ), siendo  $c$  la cuerda y  $V$  la velocidad de la corriente libre.

## CONCLUSIONES

Se realizaron mediciones de aceleración para caracterizar las vibraciones mecánicas de la estructura, así como también encontrar las frecuencias naturales del mecanismo para determinar a qué velocidades de corriente libre se produce el efecto de flutter. Se verificó teóricamente que dichas velocidades son de varios órdenes de magnitud mayor a los que se realizan los ensayos, con lo cual el efecto no se va a producir. Además, las frecuencias naturales (8~9 Hz) es un orden de magnitud mayor a las de movimiento (0,3 ~ 0,7 Hz) con lo cual los efectos de resonancia pueden ser ignorados.

Se realizaron mediciones de fuerzas para distintos casos de movimiento del ala, encontrando resultados razonables para valores de frecuencia muy bajos, pero al aumentar dicha frecuencia, la fuerza inercial toma mayor importancia con lo cual los resultados no pueden ser analizados hasta no realizar las mediciones correspondientes para poder restar dichos esfuerzos en el posprocesado. Dichos ensayos se están llevando a cabo al tiempo de confección de este trabajo, con lo cual se espera que para las próximas ediciones poder mostrar los resultados del mismo.

## BIBLIOGRAFÍA

- [1] Wei Shy, Hikaru Aono, Chang-Kwon Kang, Hao Liu. "An introduction to Flapping Wing aerodynamics" Cambridge University Press, 2013.
- [2] Ol Michael, Babinsky Holger. "Unsteady Flat Plates: a cursory Review of AVT-202 Research. 54th AIAA Aerospace Sciences Meeting, AIAA Sci Tech. San Diego, California, 2016
- [3] Bernal Luis. "Unsteady Aerodynamics of Pitching Low Aspect Ratio Wings: A Review of AVT-202 panel results. 54th AIAA Aerospace Sciences Meeting, AIAA Sci Tech. San Diego, California, 2016
- [4] Eldredge, J. D., Wang, C. J. and Ol, M. "A Computational Study of a Canonical Pitch-Up, Pitch-Down Wing Maneuver". AIAA 2009-3687.
- [5] Watkins, S., Milbank J. and Loxton B.. "Atmospheric Winds and Their Implications for Micro air Vehicles" *AIAA Journal*. Vol. 44, No. 11, 2006
- [6] A. Mohamed, K. Massey, S. Watkins and R. Clothier, "The Attitude Control of Fixed-Wing MAVS in Turbulent Environments," *Progress in Aerospace Sciences* 66, 37-48 (2014)